

(19)日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-199295

(43)公開日 平成6年(1994)7月19日

(51)Int.Cl.<sup>5</sup>

B 6 4 C 27/18

識別記号

庁内整理番号

9337-3D

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数3(全 5 頁)

(21)出願番号

特願平4-314962

(22)出願日

平成4年(1992)11月25日

(71)出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72)発明者 戸田 信雄

愛知県名古屋市港区大江町10番地 三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所内

(74)代理人 弁理士 鈴江 武彦

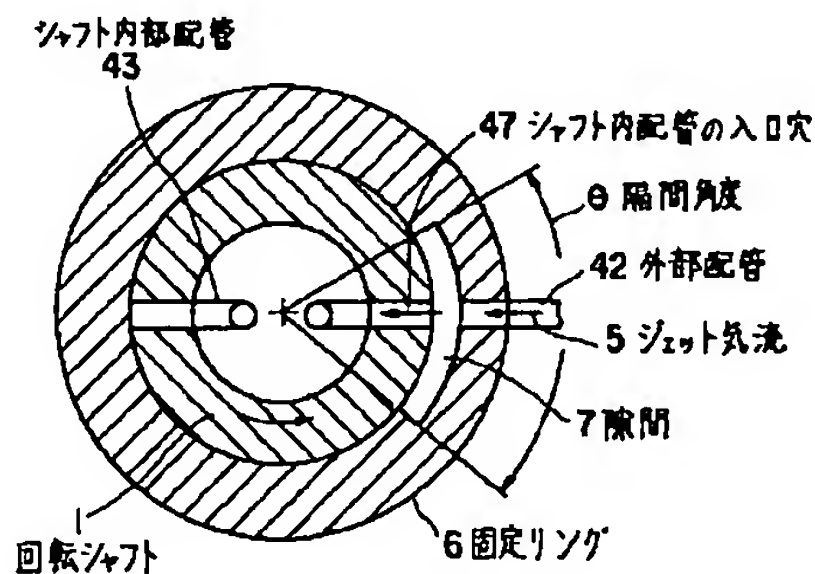
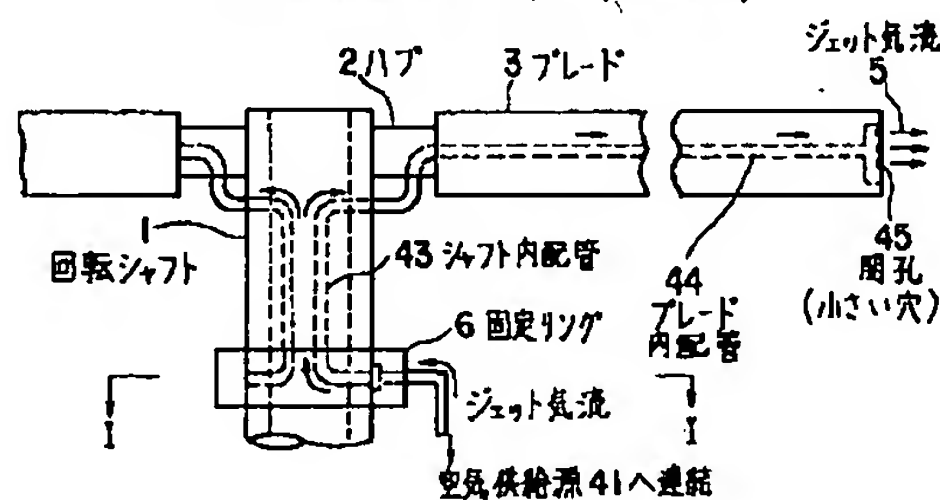
(54)【発明の名称】 ヘリコプタ用ロータ・ブレード

(57)【要約】

【目的】本発明は、ヘリコプタの前進速度を増大することができるロータ・ブレードを提供することを目的とする。

【構成】本発明に係るロータ・ブレードは、ブレード内をスパン方向に貫通するブレード内配管44を設けてシャフト内配管43からのジェット気流を通し、ブレードの翼端部に設けた開孔45からブレードのスパン方向にジェット気流Aを吐出することにより、ブレードの翼端部に発生する渦を吹き飛ばし、ブレードの揚力を増大する。

ジェット気流配管(2枚ブレードの場合)



断面 I-I (拡大)

## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 ロータ・ブレード内をスパン方向に貫通するブレード内配管(44)を設けてシャフト内配管(43)からのジェット気流を通し、ブレードの翼端部に設けた開孔(45)からブレードのスパン方向にジェット気流(A)を吐出することを特徴とするヘリコプタ用ロータ・ブレード。

【請求項2】 ブレードの先端に後退角を有するロータ・ブレードにおいて、ブレード内をスパン方向に貫通するように設けたブレード内配管(44)をブレード内部で分枝して二本の配管とし、一方の配管はブレードの翼端部に設けた開孔(45)に通じて、ブレードのスパン方向にジェット気流Bを吹出し、他方の配管は、後退角が表われるブレード前縁部付近のブレード上面に設けた開孔(46)に通じて、ブレードの後退角部分のスパン方向にジェット気流Cを吐出することを特徴とするヘリコプタ用ロータ・ブレード。

【請求項3】 機体側に固定した空気供給源(41)と外部配管(42)と固定リング(6)と、回転シャフトと共に回転するシャフト内配管(43)とブレード内配管(44)を具備し、前記外部配管(42)は空気供給源(41)からの気体を固定リング(6)の間隙部(7)に供給し、前記固定リング(6)はブレードの後退側位置に対応する位置に間隔角度( $\theta$ )の間隙部(7)を有し、回転によりロータ・ブレードが後退側位置に来たときのみ、空気供給源(41)からの気体をシャフト内配管の入口穴(47)に供給し、前記シャフト内配管(43)は固定リングに設けた間隙部(7)の気体を請求項1または請求項2のロータ・ブレードのブレード内配管(44)に供給することを特徴とするヘリコプタ。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、揚力を増大することができるヘリコプタのロータ・ブレード及びその揚力増大ブレードを搭載したヘリコプタに関する。

## 【0002】

【従来の技術】ヘリコプタにおいては前進飛行時に、回転するメイン・ロータの後退側ブレード(図5)の対気速度が減少する。そのため前進飛行時の後退側ブレードに十分な揚力を発生させるには、大きな迎角を与える必要がある。ところが迎角を大きくするとブレード翼面上に気流の剥離が発生し、逆に揚力を減じて飛行不能になってしまう。この為迎角に制限が生じる。ブレードの揚力Lは迎角 $\alpha$ と対気速度Vの2乗の積すなわち $\alpha V^2$ に比例するので、迎角 $\alpha$ を制限すれば、後退側の対気速度を増加させる必要が生じる。しかし、そのようなことができないので機体の前進速度を低く押さえざるを得ない。即ち、従来技術のブレードでは後退側の最大揚力に限度があるため、機体の前進速度を高くすることが出来

ない。この事はヘリコプタの宿命的欠点になっている。

## 【0003】

【発明が解決しようとする課題】従来技術のブレードではヘリコプタのメイン・ロータ・ブレードの後退側の揚力を大きくすることができないため、即ち、大きい迎角での剥離を防止できず、大きい揚力を維持することができないため、機体の前進速度を大きく出来ないという問題がある。本発明はブレードの揚力がある迎角迄しか増大できないという欠点を解決することができるメイン・ロータ・ブレードを提供すること、及びそのメイン・ロータ・ブレードを搭載することにより機体の前進速度を増大することができるヘリコプタを提供することを目的とする。

## 【0004】

## 【課題を解決するための手段】

(第1の手段)本発明に係るロータ・ブレードは、ロータ・ブレード内をスパン方向に貫通するブレード内配管44を設けてシャフト内配管43からのジェット気流を通し、ブレードの翼端部に設けた開孔45からブレードのスパン方向にジェット気流Aを吐出することを特徴とする。

【0005】(第2の手段)本発明に係るロータ・ブレードは、ブレードの先端に後退角を有するロータ・ブレードにおいて、ブレード内をスパン方向に貫通するように設けたブレード内配管44をブレード内部で分枝して二本の配管とし、一方の配管はブレードの翼端部に設けた開孔45に通じて、ブレードのスパン方向にジェット気流Bを吹出し、他方の配管は、後退角が表われるブレード前縁部付近のブレード上面に設けた開孔46に通じて、ブレードの後退角部分のスパン方向にジェット気流Cを吐出することを特徴とする。

【0006】(第3の手段)本発明に係るヘリコプタは、機体側に固定した空気供給源41と外部配管42と固定リング6と、回転シャフトと共に回転するシャフト内配管43とブレード内配管44を具備し、前記外部配管42は空気供給源41からの気体を固定リング6の間隙部7に供給し、前記固定リング6はブレードの後退側位置に対応する位置に間隔角度 $\theta$ の間隙部7を有し、回転によりロータ・ブレードが後退側位置に来たときのみ、空気供給源41からの気体をシャフト内配管の入口穴47に供給し、前記シャフト内配管43は固定リングに設けた間隙部7の気体を第1の手段または第2の手段のロータ・ブレードのブレード内配管44に供給することを特徴とする。

## 【0007】

【作用】ヘリコプタのロータ・ブレードの最大揚力を大きくする為、ブレード翼端部及びその前縁部にブレードの長手方向にジェット気流を吹出す。前進側ブレードでは、対気速度が大きい為揚力は小さい迎角(従って剥離の心配はない)でも十分である。そのためジェット気

流の吹出しは不要である。

【0008】そこで、本発明ではジェット気流の吹出しは後退側ブレードのみで実施する。即ち、回転しているブレードが後退側の領域に来た時にブレード内の配管よりジェットを吹出す。ジェット気流はロータ・ブレードを回転するシャフト内の中空部を通して機体内部から供給される。次にブレードの翼端部及びその前縁部からの吹出しによって揚力が増大する作用について述べる。

【0009】翼が揚力を発生するのは、翼のまわりに循環流があるからである。翼のまわりに循環流があるという事は、翼を渦（束縛渦）で置換えてもよいことを示す。翼端で揚力がなくなるのは、翼端で循環流がなくなるからである。翼幅の有限な翼を渦で置換えると、そのままでは翼端で渦が切れて渦の端ができる。しかし渦の法則によれば、渦は流体中に端をもつことはないから、渦の法則に矛盾することになる。そこで図6に示すように、翼から後方へ循環Γの一对の渦（随伴渦）が流れていると考えると、渦は端がなく一続きとなって渦の法則に矛盾しなくなる。

【0010】今、翼に対する一樣流の速度をV、翼の一樣流に対する迎角を $\alpha$ とする。しかし、翼から出る随伴渦により翼の所に $W_1$ の誘導速度が図7のy軸及び一樣流に垂直の方向に導き出されるため、翼の所の実際の流れの速度及び迎角はそれぞれV、 $\alpha$ と異なってくる。翼の所の速度はVと $W_1$ の合速度 $U_0$ となり、 $\Delta\alpha = W_1/V$ とすると、図8に示すように迎角は誘導迎角 $\Delta\alpha$ だけ減じて、有効迎角は $(\alpha - \Delta\alpha)$ となる。

【0011】従って、ブレードの翼端部には図2に示す様な渦が存在し、その影響でブレード下面に誘導速度（下向き気流）が生ずる。その為ブレードに入る気流の迎角が減少して $(\alpha - \Delta\alpha)$ となり、揚力低下を招いている。従って翼端部に図1に示すA又はBの様なジェット気流を与えると、この渦を吹き飛ばしてその影響をなくすることができる。そのため揚力は図2に示す様に増大することができる。

【0012】又、後退角が表われるブレード前縁部においては、図1に示すようにブレード上面にジェット気流（C）によるエネルギーを与えることにより、すなわち、図3に示すように、点Pから発生している渦にエネルギーを与えることにより、図2と同様の効果を得ることができる。

【0013】

【実施例】ヘリコプタ・ブレードの翼端部及びその前縁部にジェット気流を与える為の実施例を図4に示す。図4において回転シャフト1はブレードを支持する中空のシャフトで、エンジンにより駆動され、回転する。ハブ2はブレードと回転シャフトを結合する。ブレード3は回転シャフト1のまわりに回転し、揚力を発生する。配管4は外部配管42とシャフト内配管43とブレード内配管44からなり、空気供給源41からの気流をブレード

ド翼端等の開孔に送る。気流5は配管4により供給され、後退側ブレードから吹出して、後退側ブレードの揚力を増大する。固定リング6は回転シャフトの外部の機体側に固定されたリングで、回転シャフトの外面と滑らかに接する。

【0014】間隙部7は固定リング内部に設けた切欠空間であり、シャフト内配管の入口穴47がこの間隙部内に来た時のみ気流が固定リング6からシャフト内配管43に通ずる。図4は2枚ブレードの例を示すが、本発明は3枚以上のブレードの場合も適用できる。

【0015】後退側ブレードには気流5が流れるが、前進側ブレードには気流5が流れない。その理由は後退側ブレードに連結された配管は、固定リングの間隙部7に通ずる側にあるが、前進側ブレードに連結された配管は固定リングの間隙部7に通じない側すなわち間隙部7の反対側にあるためである。一方、ジェット気流はちょうど、ブレードが後退側付近の所定の角度範囲 $\theta$ に来た時のみ、ブレード内配管44から吹出される。

【0016】ジェット気流5は回転シャフト1の下方の空気供給源から供給され、シャフトの周囲に接する固定リング（シャフトが回転しても回転しない）6に導かれ固定リング内の間隙部7に送られる。シャフト内配管の入口穴47がちょうど、この間隙部7にある時のみ気流は配管を通してシャフト内を上部へ上がり、ブレード3へと導かれる。

【0017】固定リング内の間隙部7の角度 $\theta$ を変えることによりジェット気流の噴射時間を調節でき、又、間隙空間の位置を変えることにより噴射のタイミングの調節が可能となり、気流が配管を通過する時間の遅れに対処することが。

【0018】

【発明の効果】本発明は前述のように構成されているので、以下に記載するような効果を奏する。

【0019】（1）ブレードの翼端部又は後退翼の前縁上部に吹出しを与える事により、同一の迎角でも揚力を増大することができる。従って機体速度が従来ヘリコプタより速い状態においても、後退側ブレードの翼端失速（翼面上の気流の縁離による揚力低下）を招くことなく、大きい迎角まで十分な揚力を維持することができる。

【0020】（2）しかも後退側ブレードに任意のタイミングと任意の気流噴射時間でジェット気流を流す為の機構を単純化できる。そのため電氣的制御や検出器を一切必要としない。

【図面の簡単な説明】

【図1】ジェット気流の吹出しを示す図。

【図2】ジェット気流による揚力分布の増大を示す図。

【図3】ブレード前縁に沿った吹出しを示す図。

【図4】ジェット気流用配管を示す図。

【図5】従来の技術を示す図。

5

【図6】翼端から後方へ流出する渦（随伴渦）の説明図。

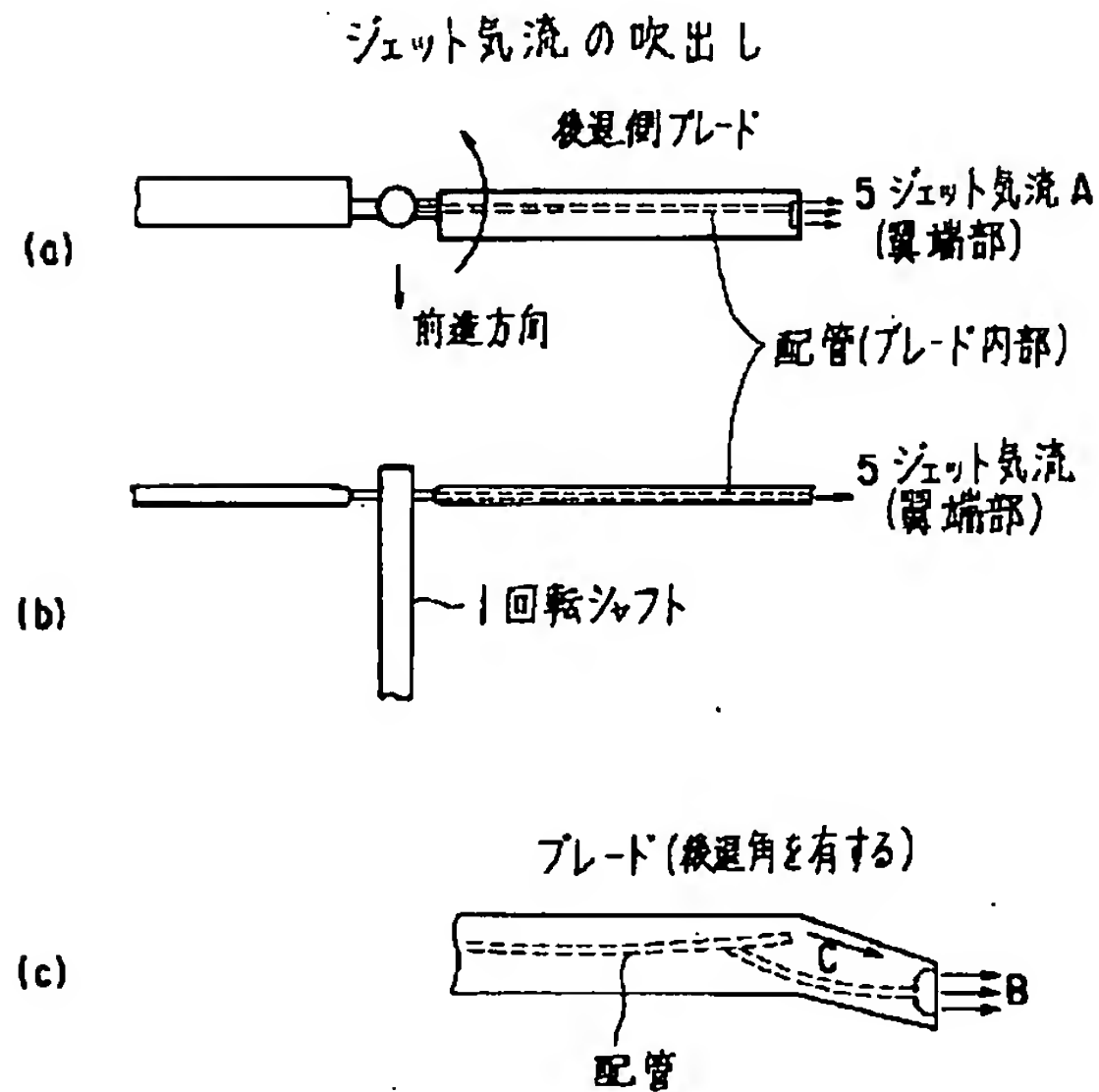
【図7】随伴渦による誘導速度 $W_1$ の説明図。

【図8】随伴渦による誘導迎角と有効迎角の説明図。

【符号の説明】

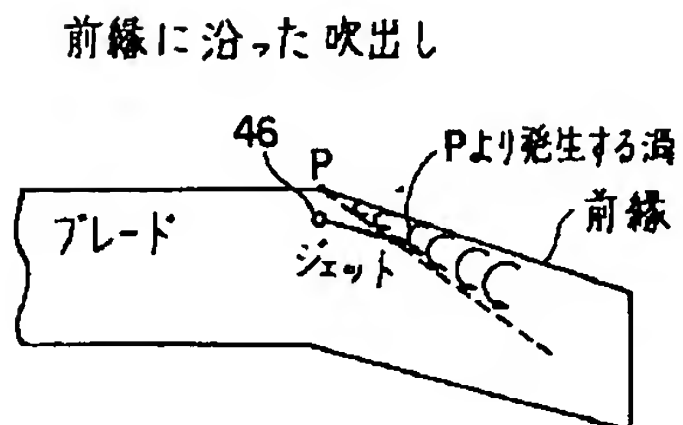
1…回転シャフト、2…ハブ、3…ブレード、4…配

【図 1】

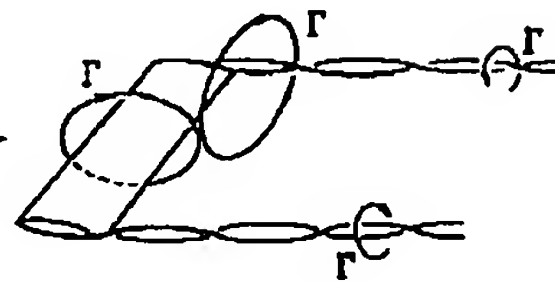


ジェット気流の吹き出しは、ブレード形状によって A、B、C のそれぞれ単独又は B と C の組合せがある

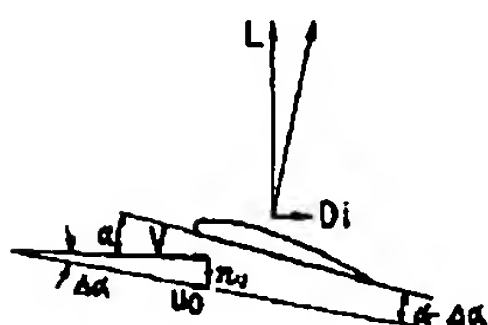
【図3】



【図6】



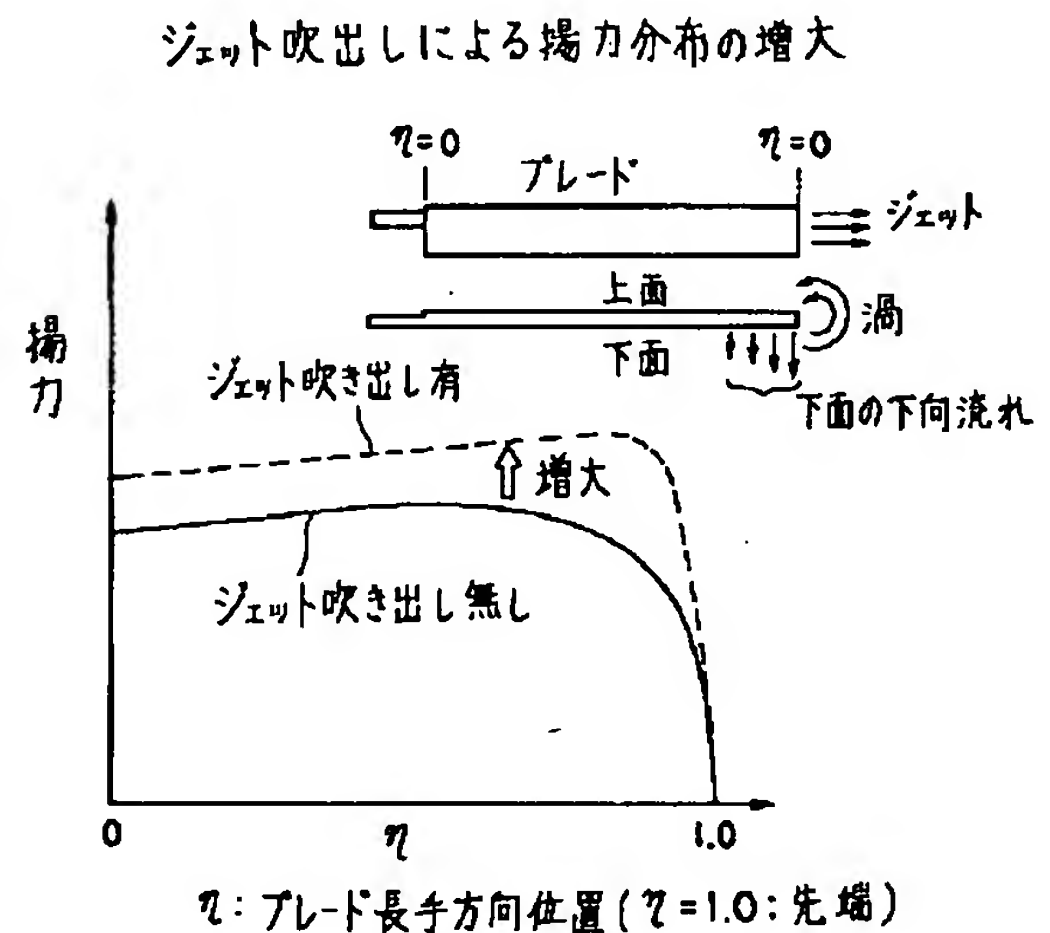
【図8】



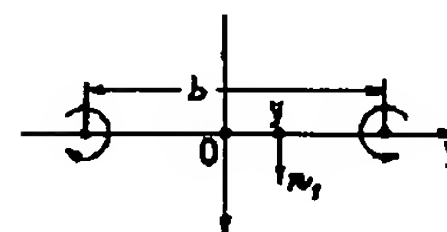
6

管、５…ジェット気流、６…固定リング、７…間隙部、  
４１…空気供給源、４２…外部配管、４３…シャフト内  
配管、４４…ブレード内配管、４５…開孔（翼端部）、  
４６…開孔（後退翼の前縁上部）、４７…シャフト内配  
管の入口。

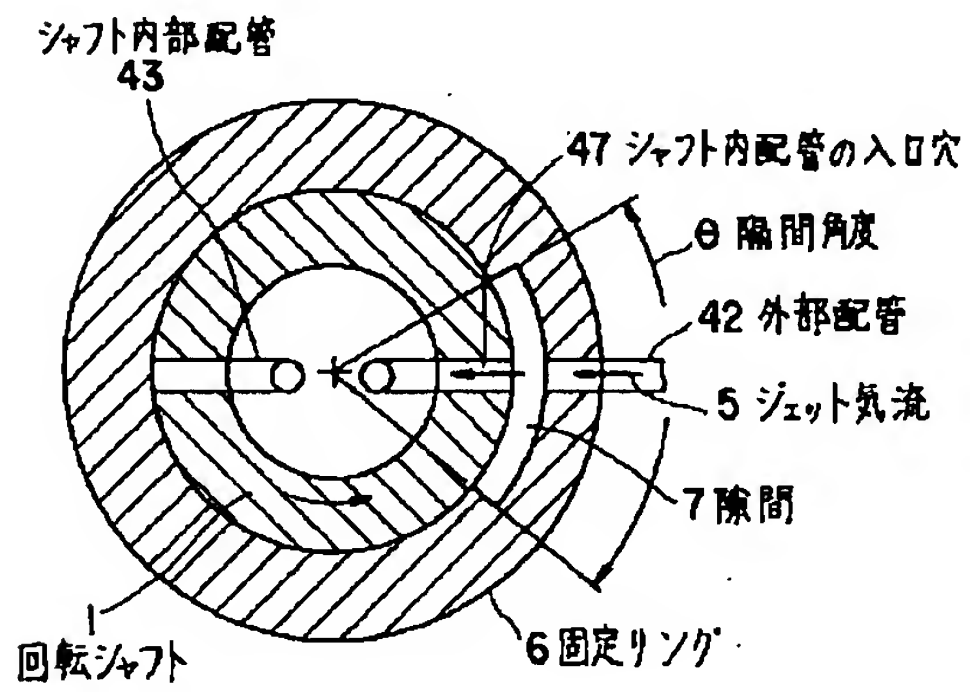
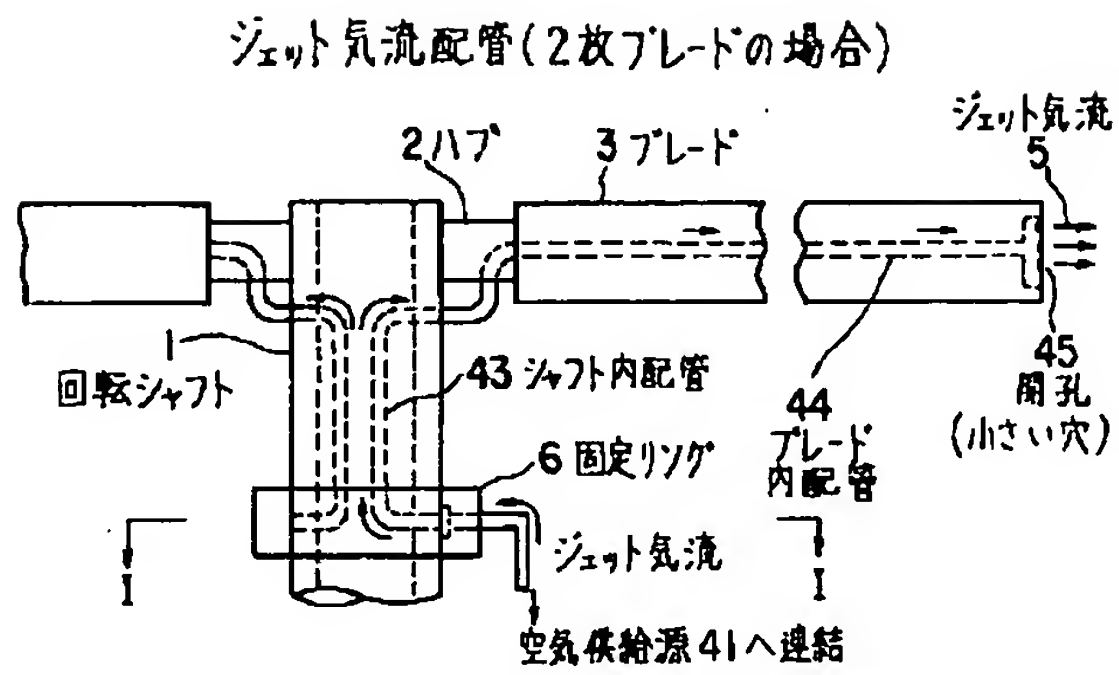
【図2】



【図7】

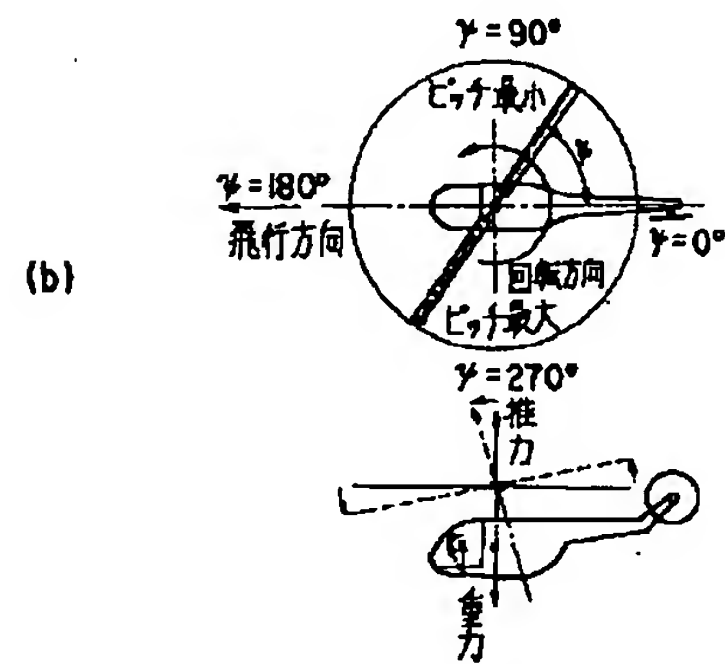
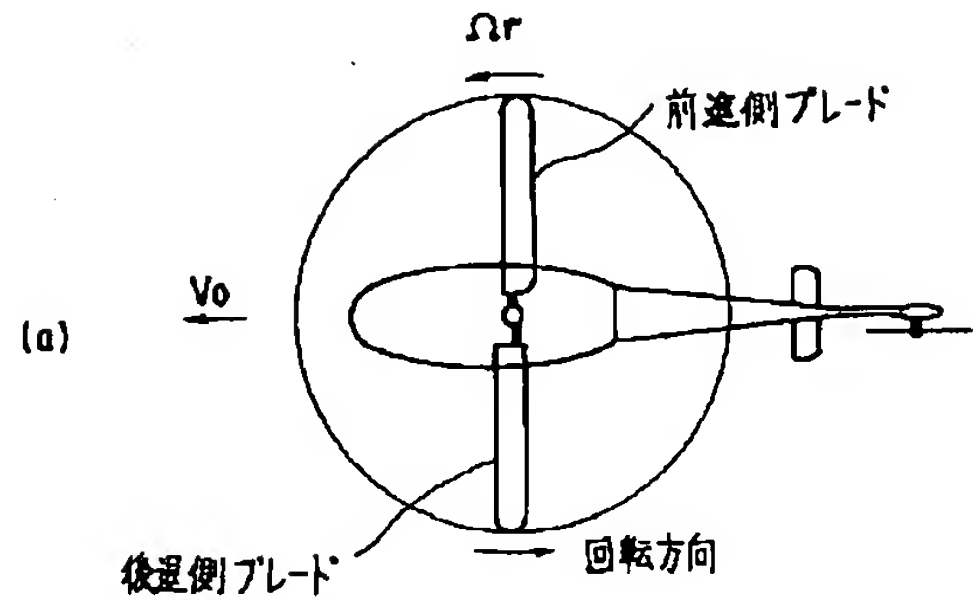


【図4】



断面 I-I (拡大)

【図5】



後退側ブレードの対気速度  $V$  は  
 $V = \Omega r + V_0 \sin \varphi$   
 $V = \Omega r - V_0$  ( $\varphi = 270^\circ$ )



PAT-NO: JP406199295A

DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 06199295 A

TITLE: ROTAR BLADE FOR HELICOPTER

PUBN-DATE: July 19, 1994

INVENTOR-INFORMATION:

NAME

TODA, NOBUO

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME

MITSUBISHI HEAVY IND LTD

COUNTRY

N/A

APPL-NO: JP04314962

APPL-DATE: November 25, 1992

INT-CL (IPC): B64C027/18

US-CL-CURRENT: 416/92

ABSTRACT:

PURPOSE: To provide a rotor blade capable of increasing the advancing speed of a helicopter

CONSTITUTION: In blade piping 44 penetrating a blade 3 in the span direction is arranged so as to pass jet air stream from in-shaft piping 43, and jet air stream 5 is discharged in the span direction of the blade 3 from an opening 45 at the end of the blade 3, whereby swirls generating at the blade end part of the blade 3 are blown out to increase the lift of the blade 3.

COPYRIGHT: (C)1994,JPO&Japio